

★ PEKE

Q79

94-027224/04

★ DE 4223531-A1

High speed missile inertial reference optical support and re-initialising system - derives alignment error estimates from comparison of outputs of video camera sensors of reference points located on launcher with values from guidance system

BODENSEEWERK GERAETETECH GMBH 92.07.17

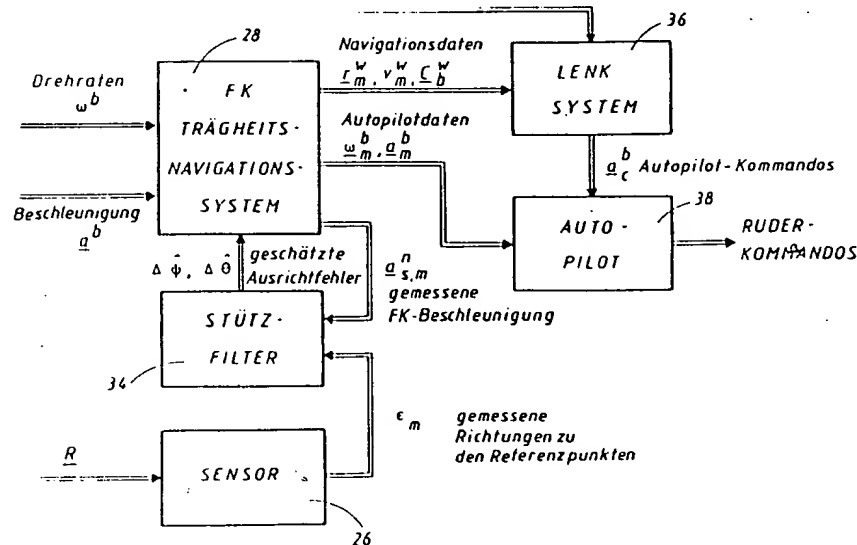
92DE-4223531

S02 T04 W07 (94.01.20) G01C 21/16, F41G 7/36

Sensors mounted on the missile body detect reference points with known coordinates. The missile body's orientation is derived from the sensor signals and compared with that produced by the inertial reference system. Alignment errors estimated from the results of this comparison are used to re-initialise the inertial reference system.

The missile body can be fired from a weapon launcher on which the reference points are arranged. In this case the sensors view in the opposite direction to the flight direction. For an unpowered guided weapon system, the guided weapon forms the reference points and a sensor views in the flight direction and responds to the reference points on the weapon.

ADVANTAGE - Ensures highly accurate alignment of inertial reference system and hence targeting reliability. (15pp Dwg.No.4/9) N94-021073



© 1994 DERWENT PUBLICATIONS LTD.

Derwent House, 14 Great Queen Street, London WC2B 5DF England, UK

US Office: Derwent Inc., 1313 Dolley Madison Blvd., Suite 401, McLean VA 22101, USA

Unauthorised copying of this abstract not permitted



DEUTSCHES

PATENTAMT

- (21) Aktenzeichen: P 42 23 531.6
 (22) Anmeldetag: 17. 7. 92
 (43) Offenlegungstag: 20. 1. 94

DE 42 23 531 A 1

(71) Anmelder:

Bodenseewerk Gerätetechnik GmbH, 88662
 Überlingen, DE

(74) Vertreter:

Weisse, J., Dipl.-Phys.; Wolgast, R., Dipl.-Chem. Dr.,
 Pat.-Anwälte, 42555 Velbert

(72) Erfinder:

Hartmann, Ulrich, Dipl.-Ing. Dr., 7772 Uhldingen, DE

Prüfungsantrag gem. § 44 PatG ist gestellt

(54) Einrichtung zur Stützung und Re-Initialisierung eines Trägheitsreferenzsystems in einem Flugkörper

- (57) Bei einer Einrichtung zur Stützung und Re-Initialisierung eines Trägheitsreferenzsystems in einem Flugkörper sind an dem Flugkörper Sensoren angebracht, welche Referenzpunkte mit bekannten Koordinaten erfassen. In dem Flugkörper sind Mittel zum Bestimmen der Flugkörperposition und -lage aus den Sensorinformationen, zum Vergleich der so bestimmten Flugkörperposition und -lage mit den von dem Trägheitsreferenzsystem gelieferten Werten und zur Bestimmung von Schätzwerten für Ausrichtfehlern des Trägheitsreferenzsystems aufgrund dieses Vergleichs vorgesehen. Dabei wird das Trägheitsreferenzsystem mit Hilfe dieser Schätzwerte re-initialisiert. Das kann in der Weise geschehen, daß der Flugkörper von einem Werfer abschießbar ist und die Referenzpunkte an dem Werfer vorgesehen sind, wobei die Sensoren in eine der Flugrichtung entgegengesetzte Richtung "blicken". Alternativ können aber auch Mittel zum Abschießen einer nicht angetriebenen Leitmunition vorgesehen sein, wobei die Leitmunition eine Folge von Referenzpunkten bildet und der Sensor in Flugrichtung "blickt" und auf die Folge von Referenzpunkten der Leitmunition anspricht.

DE 42 23 531 A 1

Die Erfindung betrifft eine Einrichtung zur Stützung und Re-Initialisierung eines Trägheitsreferenzsystems in einem Flugkörper.

5 Besondere Bedeutung hat die Erfindung bei Hochgeschwindigkeits-Flugkörpern. Solche Flugkörper verfügen häufig nicht über eine Suchkopflenkung. Das wäre eine Lenkung, die während des Fluges mittels Sensoren ein Ziel beobachtet und den Flugkörper anhand der Sensorsignale in das Ziel lenkt. Einer solchen Suchkopflenkung steht die extrem hohe Geschwindigkeit des Flugkörpers entgegen. Bekannte Kommandolenkverfahren werden
10 gestört durch den sehr starken Abgasstrahl des Triebwerkes. Daher erfolgt die Lenkung des Hochgeschwindigkeits-Flugkörpers üblicherweise mittels eines Trägheitsreferenzsystems. Ein solches Trägheitsreferenzsystem liefert inertial Position und Lage des Flugkörpers im Raum. Aus diesen Informationen und der einschließlich der Entfernung vermessenen Sichtlinie zum Ziel werden Lenksignale erzeugt. Diese Lenksignale führen den Flugkörper in das Ziel.

Die Treffgenauigkeit wird dabei von drei Einflußgrößen bestimmt, nämlich der Genauigkeit der Zielvermessung und Zielprediktion, der Ausrichtgenauigkeit des Trägheitsreferenzsystems und den Navigationsfehlern während des Fluges. Die Ausrichtgenauigkeit und die Navigationsfehler sind direkt über die Auslegung des Trägheitsreferenzsystems beeinflussbar.

Bei einer kurzen Flugzeit, wie sie für Hochgeschwindigkeits-Flugkörper typisch ist, wirken sich sensorbedingte Navigationsfehler relativ schwach aus. Eine Sensordrift führt z. B. während der kurzen Flugzeit nicht zu wesentlichen Fehlern. Stärker ins Gewicht fallen vielmehr vor allem die Ausrichtfehler des Trägheitsreferenzsystems. Es ist daher für solche und ähnliche Anwendungen wichtig, solche Ausrichtfehler mittels eines unabhängigen Stützsystems möglichst genau zu vermessen und zu korrigieren.

Es ist bekannt, ein in einem Flugkörper eingebautes Trägheitsreferenzsystem (Tochtersystem) dadurch auszurichten, daß die inertialen Meßdaten dieses Trägheitsreferenzsystems mit den Meßdaten einer in einem Trägerfahrzeug vorhandenen Trägheitsplattform (Muttersystem) verglichen werden (DE-A-34 45 463). Sowohl das
25 Muttersystem als auch das Tochtersystem sind systematischen und zufälligen Fehlern unterworfen. Außerdem können beide Systeme unterschiedlichen Bewegungen ausgesetzt sein. Aus diesem Grund werden für die Ausrichtung komplexe und aufwendige Filteralgorithmen verwendet. Diese Algorithmen benötigen jedoch typischerweise mehr als 10 sec Zeit, um die Ausrichtfehler mit einer Genauigkeit von einigen millirad zu
30 schätzen. Diese Genauigkeit ist jedoch für rein trägheitsgelenkte Hochgeschwindigkeits-Flugkörper nicht ausreichend. Außerdem steht die für den Algorithmus erforderliche Zeit aus operativen Gründen nicht zur Verfügung.

Der Erfindung liegt die Aufgabe zugrunde, die Treffsicherheit von Flugkörpern zu verbessern.

Der Erfindung liegt insbesondere die Aufgabe zugrunde, eine hochgenaue Ausrichtung eines Trägheitsreferenzsystems bei einem Hochgeschwindigkeits-Flugkörper zu ermöglichen.
35

Erfindungsgemäß wird diese Aufgabe dadurch gelöst, daß an dem Flugkörper Sensoren angebracht sind, welche Referenzpunkte mit bekannten Koordinaten erfassen und in dem Flugkörper Mittel zum Bestimmen der Flugkörperposition und -lage aus den Sensorinformationen, zum Vergleich der so bestimmten Flugkörperposition und -lage mit den von dem Trägheitsreferenzsystem gelieferten Werten und zur Bestimmung von Schätz-
40 werten von Ausrichtfehlern des Trägheitsreferenzsystems aufgrund dieses Vergleichs vorgesehen sind, wobei das Trägheitsreferenzsystem mit Hilfe dieser Schätzwerte re-initialisiert wird.

Nach der Erfindung erfolgt somit eine Stützung des Trägheitsreferenzsystems unmittelbar nach dem Start durch eine unabhängige, optische Stützeinrichtung. Zu diesem Zweck werden unmittelbar nach dem Start die Referenzpunkte von den flugkörperfesten Sensoren angepeilt. Daraus wird die Position und Lage des Flugkörpers bezogen auf ein Navigations-Koordinatensystem bestimmt. Diese Messungen werden in der Anfangsphase der Flugbahn, etwa bis zu einem Flugweg von 10 bis 20 m mit hoher Datenrate ständig wiederholt. Es wird so die Position und Lage des Flugkörpers mittels der optischen Stützeinrichtung bestimmt. Aus den Meßdaten des Trägheitsreferenzsystems kann auf die Ausrichtfehler des Trägheitsreferenzsystems geschlossen werden. Diese Ausrichtfehler werden im weiteren Verlauf des Fluges berücksichtigt.
45

50 Ausgestaltungen der Erfindung sind nachstehend unter Bezugnahme auf die zugehörigen Zeichnungen näher erläutert.

Fig. 1 zeigt schematisch einen Werfer für einen Flugkörper mit Referenzpunkten zur Ausrichtung des Trägheitsreferenzsystems eines Flugkörpers.

Fig. 2 veranschaulicht geometrische Verhältnisse bei der Zielvermessung.

55 Fig. 3 zeigt schematisch einen Flugkörper mit einem Trägheitsreferenzsystem und Sensoren zum Erfassen von Referenzpunkten an dem Werfer.

Fig. 4 ist ein Blockdiagramm und veranschaulicht die Signalverarbeitung in dem Flugkörper von Fig. 3.

Fig. 5 ist eine perspektivische Darstellung und veranschaulicht die Sichtlinie des Sensors zu dem Referenzpunkt in einem flugkörperfesten Koordinatensystem.

60 Fig. 6 zeigt die Lage eines beobachteten Referenzpunktes in einem Sensorgesichtsfeld.

Fig. 7 ist eine Darstellung ähnlich Fig. 3 und zeigt eine abgewandelte Ausführung eines Flugkörpers, bei dem die Stützung und Re-Initialisierung des Trägheitsreferenzsystems mittels einer Leitmunition erfolgt.

Fig. 8 zeigt einen Werfer zum Abschießen eines Flugkörpers nach Fig. 7.

Fig. 9 zeigt die geometrischen Verhältnisse bei der Stützung und Re-Initialisierung des Trägheitsreferenzsystems mittels einer Leitmunition.
65

Mit 10 ist in Fig. 1 ein Fahrzeug bezeichnet. Auf dem Fahrzeug 10 sitzt ein Werfer 12. Der Werfer 12 ist mittels eines Visiers 14 auf ein Ziel 16 ausrichtbar. An dem Werfer 12 sind mindestens zwei Referenzpunkte 18 und 20 vorgesehen.

Der Werfer 12 ist zum Abfeuern eines Hochgeschwindigkeits-Flugkörpers 22 eingerichtet. Der Hochgeschwindigkeits-Flugkörper 22 weist mindestens zwei Sensoren 24 und 26 auf, welche die Referenzpunkte 18 bzw. 20 erfassen und entsprechende Lageinformationen liefern. Die Sensoren 24 und 26 sind hochauflösende, bildfassende Sensoren. Praktisch sind die Sensoren hochauflösende Videokameras. Die Sensoren 24 und 26 "blicken" bei der Ausführungsform von Fig. 3 rückwärts, also entgegen der Flugrichtung. Der Flugkörper 22 enthält weiterhin ein Trägheitsreferenzsystem 28.

Die Signale der bildfassenden Sensoren 24 und 26 dienen dazu, das Trägheitsreferenzsystem zu stützen und zu reinitialisieren. Das geschieht in der in Fig. 4 dargestellten Weise.

Zur Beschreibung werden verschiedene Koordinatensysteme benutzt, die durch verschiedene Indizes unterschieden sind:

- (v) — Visierkoordinatensystem,
- (w) — Werferkoordinatensystem,
- (n) — Navigationskoordinatensystem,
- (b) — Flugkörperkoordinatensystem,
- (s) — Sensorkoordinatensystem.

Das Visierkoordinatensystem ist aus Fig. 1 ersichtlich: Das Visierkoordinatensystem enthält die Koordinatenachse x_v und die dazu senkrecht in der Papierebene von Fig. 1 verlaufende Koordinatenachse y_v . Die Koordinatenachse x_v ist dabei die Visierlinie. Die dritte Koordinatenachse z_v dieses Koordinatensystems ist senkrecht zu den anderen beiden Koordinatenachsen. In entsprechender Weise ist das Werferkoordinatensystem aus Fig. 1 ersichtlich. Das Werferkoordinatensystem enthält die Koordinatenachse x_w . Das ist die Rohrachse des Werfers 12. Die Koordinatenachse y_w liegt senkrecht dazu wieder in der Papierebene von Fig. 1. Die dritte Koordinatenachse z_w verläuft senkrecht zu diesen beiden Achsen. Das Navigationskoordinatensystem ist ein (nicht dargestelltes) erdfestes Koordinatensystem, das bei korrekter Ausrichtung mit dem Werfersystem zusammenfällt. Das mit dem Index "b" bezeichnete Flugkörperkoordinatensystem ist aus Fig. 3 ersichtlich. Das Flugkörperkoordinatensystem enthält als x_b -Achse die Flugkörperlängsachse. Die y_b -Achse ist die dazu senkrechte Querachse in der Papierebene von Fig. 3. Die dritte Achse, die z_b -Achse verläuft senkrecht zu den beiden vorerwähnten Achsen und senkrecht zur Papierebene von Fig. 3. Das Sensorkoordinatensystem enthält die Blickrichtung des jeweiligen Sensors 24 bzw. 26 als Koordinatenachse x_s . Das ist am besten aus Fig. 5 ersichtlich. Die beiden anderen Koordinatenachsen y_s und z_s des Sensorkoordinatensystems verlaufen parallel zu den Seiten des rechteckigen Sensorgesichtsfeldes 30, wie am besten aus Fig. 6 ersichtlich ist. Die Sichtlinie 32 von dem Sensor 24 oder 26 zu dem zugehörigen feststehenden Referenzpunkt 18 bzw. 20 kann durch zwei Winkel definiert werden, wie in Fig. 5 dargestellt ist, oder durch die Koordinaten in dem Gesichtsfeld 30 gemäß Fig. 6.

Ein Ziel 16 wird über das Visier 14 identifiziert. Die Sichtlinie r_T vom Visier 14 zum Ziel 16 wird nach Richtung und Länge bestimmt. Die Länge der Sichtlinie, also die Entfernung zum Ziel 16, wird dabei mittels eines Laser-Entfernungsmessers gemessen. Das Visier 14 ist gegenüber dem Ursprung des Werferkoordinatensystems seitlich um einen Vektor r_v versetzt. Gemäß Fig. 2 ergibt sich die Sichtlinie r_{wT} zum Ziel im Werferkoordinatensystem. Auf diese Sichtlinie wird zunächst das Trägheitsreferenzsystem 28 des Flugkörpers 22 initialisiert.

Nach dem Start des Flugkörpers 22 werden mit Hilfe der vom Trägheitsreferenzsystem 28 gelieferten Inertialdaten laufend die Position des Sensors 24 oder 26 und die Position des zugehörigen Referenzpunktes 18 bzw. 20 im Navigationskoordinatensystem ermittelt. Der Vektor \underline{R} von dem Referenzpunkt 18 oder 20 zu dem zugehörigen Sensor 24 bzw. 26 ist.

$$\underline{R}^n = \underline{r}^n - \underline{r}_s^n. \quad (1)$$

Zwischen dem Werferkoordinatensystem und dem Navigationskoordinatensystem sind unbekannte Ausrichtfehler und zu berücksichtigen. Es gilt:

$$\underline{r}^n = \underline{C}^n_w \underline{r}^w. \quad (2)$$

Dabei ist

$$\underline{C}^n_w = \begin{bmatrix} 1 & \Delta\psi & -\Delta\theta \\ -\Delta\psi & 1 & 0 \\ \Delta\theta & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

die Transformationsmatrix zwischen dem Werferkoordinatensystem und dem Navigationskoordinatensystem. Die Ausrichtfehler werden als konstant angenommen. Es ist also:

$$\Delta\psi = 0$$

$$\Delta\theta = 0 \quad (4)$$

Das Trägheitsreferenzsystem 28 liefert außer dem Ort des Flugkörpers 22 zusätzlich auch die Geschwindig-

keit und die Beschleunigung:

$$\dot{\underline{r}}^n_s = \underline{v}^n_s \quad (5)$$

$$\dot{\underline{v}}^n_s = \underline{C}^n_b \underline{a}^b_s = \underline{a}^n_s \quad (6)$$

Hierbei ist \underline{C}^n_b die vom Trägheitsreferenzsystem ermittelte Transformationsmatrix von dem Flugkörperkoordinatensystem zu dem Navigationskoordinatensystem, \underline{a}^n_s ist die von dem Trägheitsreferenzsystem 28 gemessene Beschleunigung des Flugkörpers 22 transformiert in das Navigationskoordinatensystem.

Die Gleichungen (4), (5) und (6) bilden eine Zustandsgleichung mit dem Zustandsvektor

$$\underline{x} = (\underline{r}_s, \underline{v}_s, \Delta\Psi, \Delta\Theta)$$

und einem Eingangsvektor.

$$\underline{u} = \underline{a}^n_s.$$

Als beobachtbare Ausgangsgrößen stehen die Einheitsvektoren der Sichtlinien 32 von dem Sensor 24 oder 26 zu den zugehörigen werferfesten Referenzpunkten 18 bzw. 20 zur Verfügung. Im Navigationskoordinatensystem ist ein solcher Einheitsvektor gegeben durch.

$$\hat{\underline{R}}^n = \frac{\underline{C}^n_w \underline{r}^w - \underline{r}^n_s}{|\underline{R}^n|} \quad (7)$$

Mit den Gleichungen (4) bis (7) läßt sich ein Kalman-Filter mit nichtlinearer Meßgleichung realisieren, mit dem die unbekannten Ausrichtfehler $\Delta\Psi$ und $\Delta\Theta$ geschätzt werden können. Durch die Verwendung von mindestens zwei Referenzpunkten kann die Beobachtbarkeit der Ausrichtfehler sichergestellt werden.

Die Signalverarbeitung ist in Fig. 4 als Blockschaltbild dargestellt.

Der Sensor 26 liefert Winkel $\varepsilon_y^s, \varepsilon_z^s$ (Fig. 5), welche die Lage des Referenzpunktes 20 gesehen von dem Sensor 26 angibt. Diese Winkel $\varepsilon_y^s, \varepsilon_z^s$ sind von dem Vektor \underline{R} abhängig. Die Winkel sind auf ein Stützfilter 34 aufgeschaltet. Das Stützfilter ist das vorstehend erwähnte Kalman-Filter. Das Stützfilter erhält weiterhin von dem Trägheitsreferenzsystem 28 die Beschleunigungen des Flugkörpers bezogen auf das Navigationskoordinatensystem. Das Stützfilter 34 liefert an das Trägheitsreferenzsystem Schätzwerte

$$\hat{\Delta\Psi}, \hat{\Delta\Theta}$$

für die Ausrichtfehler. Das Trägheitsreferenzsystem 28 spricht in üblicher Weise auf die Drehraten und Beschleunigungen in dem flugkörperfesten Koordinatensystem an.

Das Trägheitsreferenzsystem liefert einmal Navigationsdaten im Werferkoordinatensystem an ein Lenksystem 36. Zum anderen liefert das Trägheitsreferenzsystem 28 Autopilotdaten an einen Flugregler 38. Das Lenksystem 36 erhält als "Einweisung" die Sichtlinie zum Ziel in dem Werferkoordinatensystem. Das Lenksystem liefert aus dieser Sichtlinie und den Navigationsdaten Kommandos für den Flugregler 38. Der Flugregler 38 liefert Ruderkommandos.

Die beschriebene Signalverarbeitung arbeitet wie folgt:

Bei Flugbeginn werden die Ausrichtfehler zunächst mit null angenommen. Das Navigations- und das Werferkoordinatensystem wären dann zunächst identisch.

Sobald die Richtung zu den Referenzpunkten 18 und 20 vermessen werden kann und die Sensoren 24 bzw. 26 die liefern, beginnt das Stützfilter 34 mit einer Schätzung der Ausrichtfehler $\Delta\Psi$ und $\Delta\Theta$. Als Meßwerte stehen primär die gemessenen Ablagen der Referenzpunkte in den Gesichtsfeldern 30 (Fig. 6) der Sensoren 24 und 26 zur Verfügung.

Die Richtung der Sichtlinie ist im Sensorkoordinatensystem (s) wie folgt definiert:

$$\begin{aligned}\epsilon_z^s &= \arctg. \frac{\hat{R}_y^s}{\hat{R}_x^s} \\ \epsilon_y^s &= -\arctg. \frac{\hat{R}_z^s}{\sqrt{\hat{R}_x^2 + \hat{R}_y^2}}\end{aligned}\quad (8)$$

Darin sind R_y und R_z die Koordinaten der Sichtlinie 32 in den Gesichtsfeldern 30 der Sensoren 24 oder 26. R_x ist der Abstand der Ebene des Sensors von der Ebene der Referenzpunkte 18, 20. Für die Komponenten des Sichtlinienvektors ergibt sich dann:

$$\begin{aligned}\hat{R}_x^s &= \cos \epsilon_y^s \cos \epsilon_z^s \\ \hat{R}_y^s &= \cos \epsilon_y^s \sin \epsilon_z^s \\ \hat{R}_z^s &= -\sin \epsilon_y^s\end{aligned}\quad (9)$$

Aus der bekannten Ausrichtung des Sensors 24 oder 26 zum Flugkörper 22, die durch eine Transformationsmatrix C_s^b dargestellt ist, und der von dem Trägheitsreferenzsystem 28 her bekannten Transformationsmatrix C_b^n ergibt sich

$$C_s^n = C_b^n C_s^b. \quad (10)$$

Damit kann die im Sensorkoordinatensystem vermessene Sichtlinie \underline{R} in das Navigationskoordinatensystem transformiert werden. Es ergibt sich:

$$\underline{\hat{R}}^n = C_s^n \underline{\hat{R}}^s. \quad (11)$$

Damit kann der Sichtlinienvektor auf das Stützfilter, d. h. den Kalman-Filteralgorithmus, aufgeschaltet werden. Die Meßwerte für den Sichtlinienvektor werden mit den aufgrund der bekannten Lage der Referenzpunkte und den Navigationsdaten zu erwartenden Ablagen im Gesichtsfeld verglichen. Daraus schätzt der Kalman-Filteralgorithmus die Ausrichtfehler. Diese Ausrichtfehler sind als Korrekturgrößen auf das Trägheitsreferenzsystem 28 aufgeschaltet. Dieses Trägheitsreferenzsystem 28 liefert seinerseits verbesserte Navigationsdaten an das Lenksystem 36.

Das Lenksystem vergleicht die im Werferkoordinatensystem vorliegende Sichtlinie mit den Navigationsdaten und bestimmt aus diesem Vergleich die Autopilotkommandos für den Flugregler 38. Der Flugregler bildet daraus und aus den von dem Trägheitsreferenzsystem 28 gelieferten Autopilotdaten geeignete Ruderkommandos, durch welche der Flugkörper 22 auf der eingewiesenen Sichtlinie geführt wird.

Bei der unter Bezugnahme auf die Fig. 1 bis 6 beschriebenen Einrichtung sind die Referenzpunkte zur Stützung und Reinitialisierung des Trägheitsreferenzsystems feststehend an dem Werfer angebracht. Die Referenzpunkte befinden sich außerdem hinter dem Flugkörper. Dadurch ist die Zeitspanne, während welcher die Referenzpunkte beobachtet werden können, relativ kurz. Auch kann die Beobachtung u. U. durch den Abgassstrahl des Triebwerkes beeinträchtigt werden. In solchen Fällen können Mittel zum Abschießen einer nicht angetriebenen Leitmunition vorgesehen sein, wobei die Leitmunition Referenzpunkte bildet und der Sensor in Flugrichtung "blickt" und auf die Referenzpunkte der Leitmunition anspricht. Solche nicht-angetriebene Leitmunition, z. B. eine heiße und daher im Infraroten strahlende Kugel, führt eine definierte Bewegung aus. Das ist anders als bei einem angetriebenen Flugkörper, wo durch den Antrieb Bahnschwankungen auftreten können. Diese kurz vor dem Abschluß des Flugkörpers abgeschossene Leitmunition bildet dann eine Folge von Referenzpunkten. Diese Folge von Referenzpunkten wird durch einen Sensor des Flugkörpers in Flugrichtung des Flugkörpers beobachtet. Das kann für eine längere Zeit geschehen. Da die Flugbahn und der Zeitverlauf des Fluges der Leitmunition reproduzierbar und bekannt sind, kann ein solcher beweglicher Referenzpunkt ebenfalls benutzt werden, um das Trägheitsreferenzsystem zu stützen und zu re-initialisieren.

Eine solche Einrichtung ist nachstehend unter Bezugnahme auf die Fig. 7 bis 9 näher erläutert.

Der Aufbau der Einrichtung ist in mancher Hinsicht ähnlich wie bei der Ausführung von Fig. 1 bis 6. Entsprechende Teile sind mit den gleichen Bezugszeichen versehen wie dort.

Der Werfer 12 weist bei der Ausführung von Fig. 7 bis 9 keine Referenzpunkte auf. Statt dessen ist eine Vorrichtung 40 zum Abschluß einer Leitmunition vorgesehen. Die Leitmunition kann von einer heißen Kugel gebildet sein. An dem Flugkörper ist ein Sensor 42 angebracht. Der Sensor 42 ist ebenfalls ein hochauflösender, bilderfassender Sensor, der im Infraroten arbeitet. Der Sensor 42 "blickt" nach vorn in Flugrichtung des

Flugkörpers 22. Der Sensor 42 ist zum Erfassen der Leitmunition eingerichtet. Der Sensor 42 erfaßt die Leitmunition so lange, bis die Ausrichtfehler mit hinreichender Genauigkeit ermittelt sind.

Zur mathematischen Beschreibung des Verfahrens werden die gleichen Koordinatensysteme benutzt, die auch bei dem Ausführungsbeispiel von Fig. 1 bis 6 benutzt wurden. In Fig. 9 ist die Geometrie der einzelnen Vektoren skizziert.

In Fig. 9 ist der Werfer 12 dargestellt. Der Werfer 12 schießt mittels der Vorrichtung 40 (Fig. 8) eine Leitmunition 44 in Form einer erhitzten Kugel ab. Die Leitmunition 44 folgt einer vorbestimmten Bahn mit vorgegebenem zeitlichen Ablauf. Der Ortsvektor der Leitmunition 44 bezogen auf den Werfer 12 ist mit \underline{r}_L bezeichnet. In Fig. 9 ist weiterhin die tatsächliche Position des Flugkörpers 22 dargestellt. Der Ortsvektor dieser tatsächlichen Position ist mit \underline{r}_s bezeichnet. Von dem Flugkörper 22 zu der Leitmunition 44 ergibt sich eine Sichtlinie, die durch einen Vektor \underline{r}_M dargestellt ist. Das Trägheitsreferenzsystem 28 liefert eine von der tatsächlichen Position abweichende Position 46. Diese Position ist durch einen Ortsvektor \underline{r}_{SE} bezogen auf den Werfer 12 gekennzeichnet. Von der durch das Trägheitsreferenzsystem 28 angezeigten Position 46 zu der Leitmunition 44 wäre eine Sichtlinie zu erwarten, die durch einen Vektor \underline{r}_E dargestellt wird. Der Navigationsfehler ist ein Vektor, der mit $\underline{\Delta r}$ bezeichnet ist und der von der tatsächlichen Position des Flugkörpers 22 zu der angezeigten Position 44 verläuft.

Der von dem Sensor 42 gemessene Sichtlinienvektor \underline{r}_M zu der Leitmunition weicht von dem erwarteten Sichtlinienvektor um den Navigationsfehler $\underline{\Delta r}$ ab:

$$\underline{r}_M = \underline{r}_E + \underline{\Delta r} \quad (12)$$

Die Ausrichtfehler und zwischen dem Werferkoordinatensystem und dem Navigationskoordinatensystem werden als konstante, unbekannte Größen angenommen. Das ist genauso wie bei dem Ausführungsbeispiel von Fig. 1 bis 6. Es ist.

$$\underline{\varphi} = [\Delta\psi, \Delta\theta, 0]^T \quad (13)$$

$$\underline{\varphi} = \underline{0} \quad (14)$$

Die Transformation zwischen Werferkoordinatensystem und Navigationskoordinatensystem kann für kleine Winkel zu

$$\underline{C}_w^n = \begin{bmatrix} 1 & \Delta\psi & -\Delta\theta \\ -\Delta\psi & 1 & 0 \\ \Delta\theta & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (15)$$

angenommen werden. Der erwartete Vektor der Sichtlinie von Punkt 46 zur Leitmunition 44 ist

$$\underline{r}_E^n = \underline{r}_L^n - \underline{r}_{SE}^n = \underline{C}_w^n \underline{r}_L^w - \underline{r}_{SE}^n \quad (16)$$

Damit ergibt sich die Meßgleichung zu

$$\underline{r}_M^n = \underline{C}_w^n \underline{r}_L^w + \underline{\Delta r}^n - \underline{r}_{SE}^n \quad (17)$$

Bei dem vorliegenden Stützproblem genügt für das Fehlermodell der Navigation ein stark vereinfachter Ansatz:

$$\begin{aligned} \underline{\Delta \dot{r}}^n &= \underline{\Delta v}^n \\ \underline{\Delta \dot{v}}^n &= \underline{\Delta a}^n \end{aligned} \quad (18)$$

$$\underline{\dot{\varphi}} = \underline{0}$$

wobei

$$\underline{\Delta a}^n = \underline{a}^n \times \underline{\varphi} \quad (19)$$

und

$$\underline{a}^n = C_b^n \underline{a}^b \quad (20)$$

C_b^n ist die vom Trägheitsreferenzsystem ermittelte Transformationsmatrix zwischen dem Flugkörperkoordinatensystem und dem Navigationskoordinatensystem.

Mit dem Zustandsvektor $\underline{X} + [\underline{\Delta r}^n, \underline{\Delta v}^n, \underline{\phi}]^T$ und der vorstehenden Gleichung (18) läßt sich ein lineares, zeitvariantes Kalman Filter aufbauen. Die Meßgleichung (17) ist nichtlinear, da nur die Richtung des Vektors \underline{r}_M meßbar ist:

$$\hat{\underline{r}}_M^n = \frac{C_W^n \underline{r}_L^W + \underline{\Delta r}^n - \underline{r}_{SE}^n}{|\underline{r}_M^n|} \quad (21)$$

Die Beziehung zwischen den gemessenen Ablagen ϵ_y^s und ϵ_z^s im Sensorkoordinatensystem und den Komponenten des Sichtlinienvektors ist wie folgt definiert:

$$\epsilon_z^s = \arctg. \frac{\hat{r}_{My}^s}{\hat{r}_{Mx}^s} \quad (22)$$

$$\epsilon_y^s = -\arctg. \frac{\hat{r}_{Mz}^s}{\sqrt{\hat{r}_{Mx}^2 + \hat{r}_{My}^2}}$$

$$\hat{r}_{Mx}^s = \cos \epsilon_y^s \cos \epsilon_z^s$$

$$\hat{r}_{My}^s = \cos \epsilon_y^s \sin \epsilon_z^s$$

$$\hat{r}_{Mz}^s = -\sin \epsilon_y^s$$

Mit der bekannten Transformationsmatrix

$$\underline{C}_s^n = \underline{C}_b^n \underline{C}_s^b$$

lassen sich die Komponenten \underline{r}_M^s in das Navigationskoordinatensystem transformieren:

$$\hat{\underline{r}}_M^n = \underline{C}_s^n \hat{\underline{r}}_M^s \quad (23)$$

Somit liegt zwischen den primären Meßgrößen und den Zustandsgrößen des Kalman-Filters eine nichtlineare Beziehung vor:

$$\underline{Z} = \underline{r}_M^n \quad (24)$$

Die Meßgleichung (24) ist bei der Filterauslegung, abhängig von dem zu verwendenden Sensor 42, noch um einen Rauschanteil zu erweitern.

Die Signalverarbeitung ist prinzipiell in der gleichen Weise aufgebaut wie es bei dem Ausführungsbeispiel nach Fig. 1 bis 6 in Fig. 4 dargestellt ist. Unterschiedlich ist lediglich die Ausführung des Stützfilters 34, wie vorstehend erläutert. Auch die Fig. 5 und 6 des Ausführungsbeispiels von Fig. 1 bis 6 gelten in gleicher Weise für die Beobachtung der Leitmunition mittels des Sensors 42.

Patentansprüche

1. Einrichtung zur Stützung und Re-Initialisierung eines Trägheitsreferenzsystems (28) in einem Flugkörper (22), dadurch gekennzeichnet, daß an dem Flugkörper (22) Sensoren (24, 26; 42) angebracht sind, welche Referenzpunkte (18, 20; 44) mit bekannten Koordinaten erfassen und in dem Flugkörper (22) Mittel zum Bestimmen der Flugkörperlage aus den Sensorinformationen, zum Vergleich der so bestimmten Flugkörperlage mit den von dem Trägheitsreferenzsystem (28) gelieferten Werten und zur Bestimmung von

Schätzwerten für Ausrichtfehlern des Trägheitsreferenzsystems (28) aufgrund dieses Vergleichs vorgesehen sind, wobei das Trägheitsreferenzsystem (28) mit Hilfe dieser Schätzwerte reinitialisiert wird.

2. Einrichtung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß der Flugkörper (22) von einem Werfer (12) abschießbar ist und die Referenzpunkte (18, 20) an dem Werfer (12) vorgesehen sind, wobei die Sensoren (24, 26) in eine der Flugrichtung entgegengesetzte Richtung "blicken".

3. Einrichtung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß Mittel (40) zum Abschießen einer nicht angetriebenen Leitmunitie (44) vorgesehen sind, die Leitmunitie (44) Referenzpunkte bildet und ein Sensor (42) in Flugrichtung "blickt" und auf den Referenzpunkt der Leitmunitie (44) anspricht.

4. Einrichtung nach einem der Ansprüche 1 bis 3, dadurch gekennzeichnet, daß die Sensoren von hochauflösenden, bilderfassenden Sensoren gebildet sind.

Hierzu 7 Seite(n) Zeichnungen

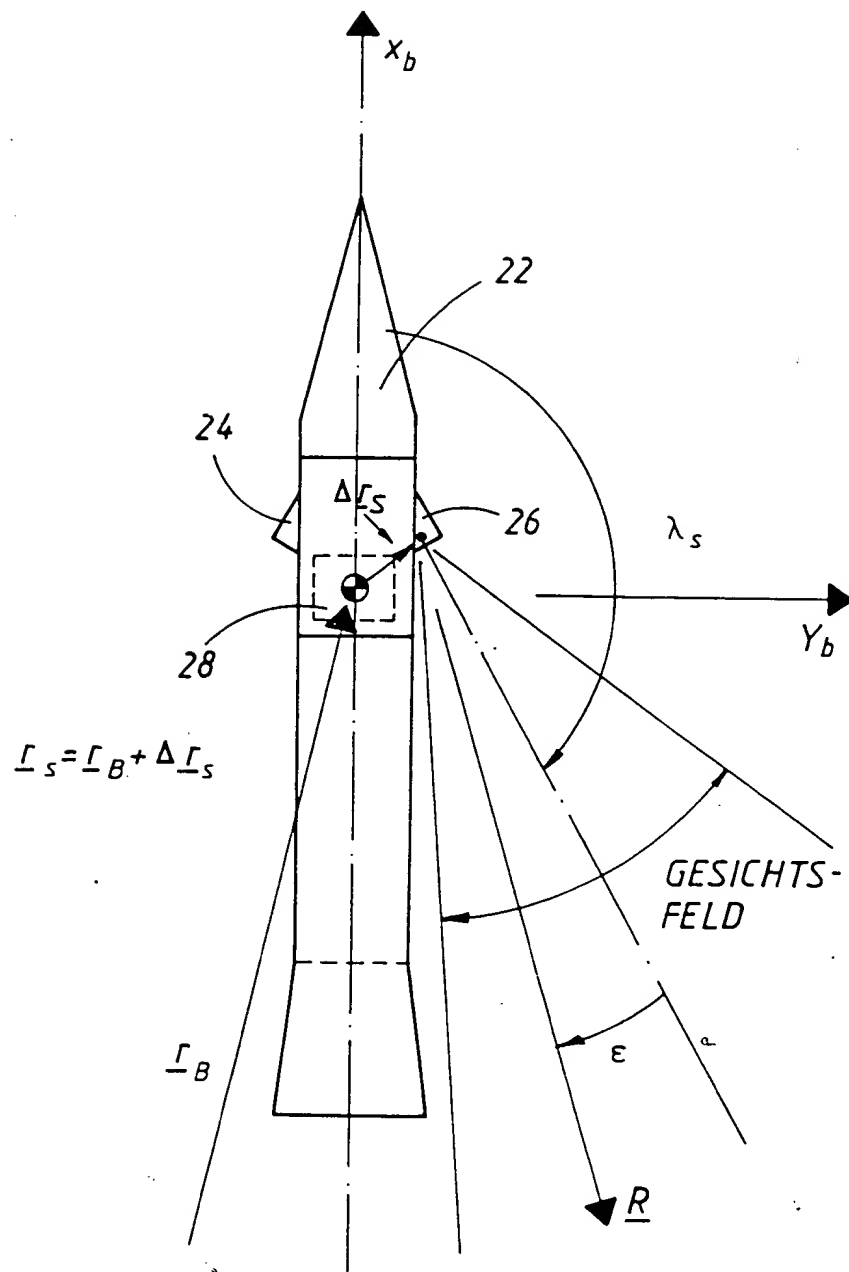
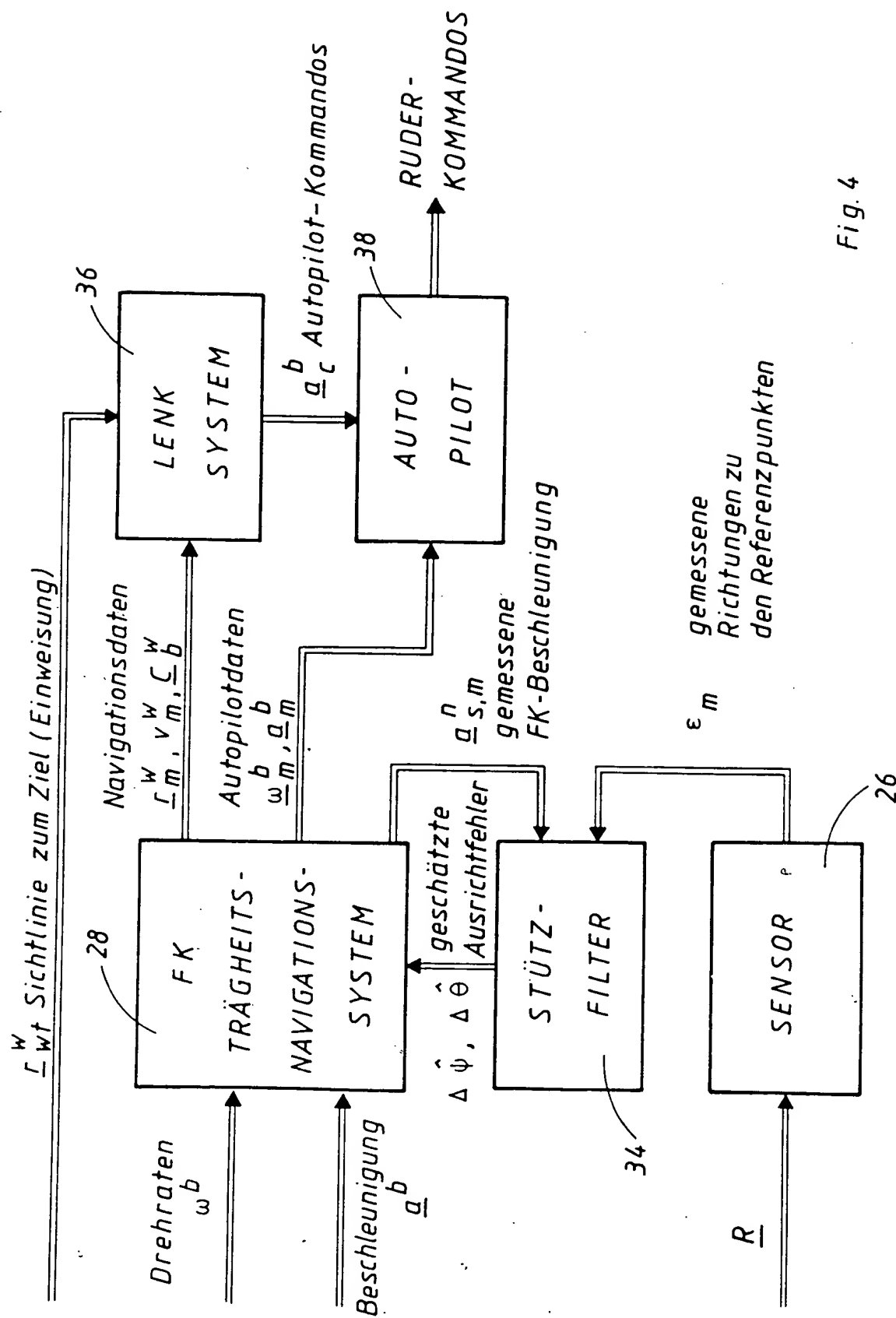
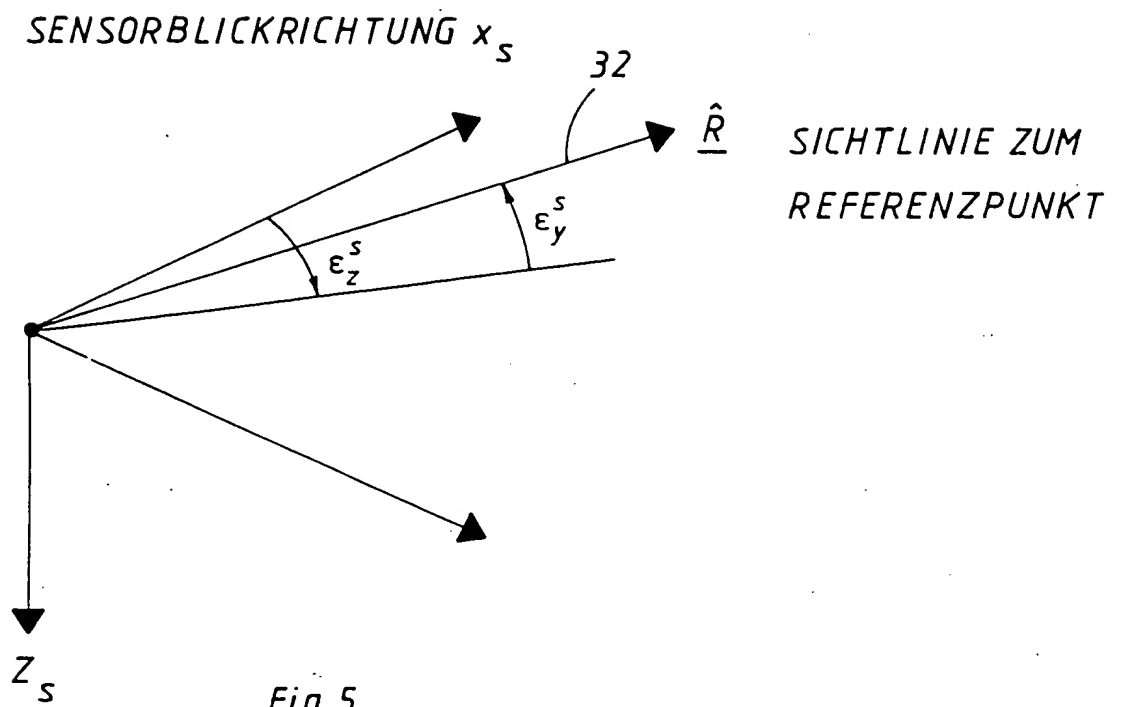
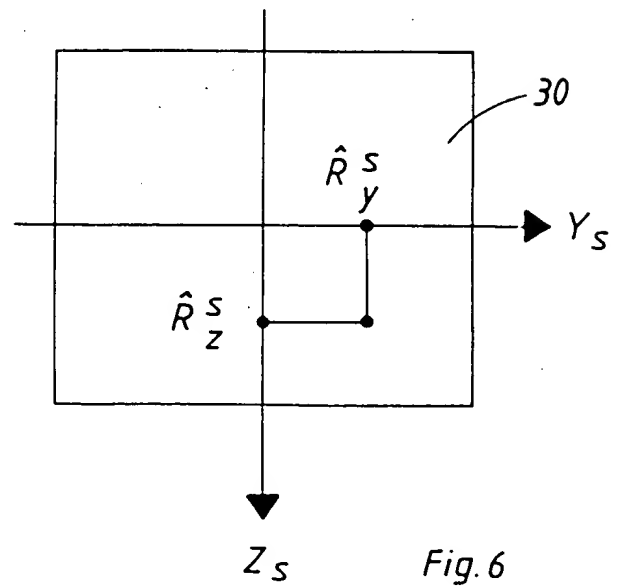


Fig. 3





SENSORGESICHTSFELD



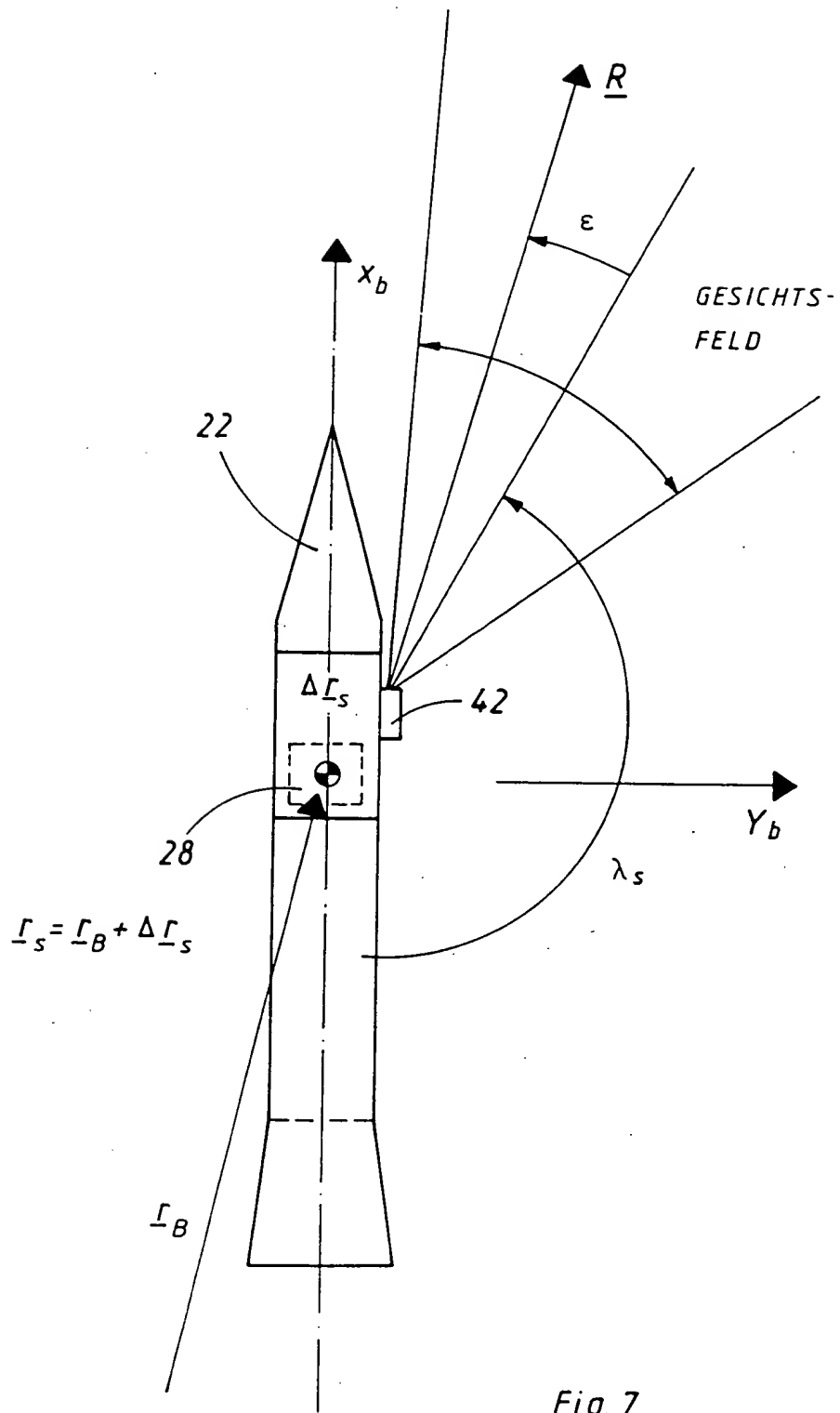
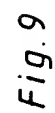


Fig. 7



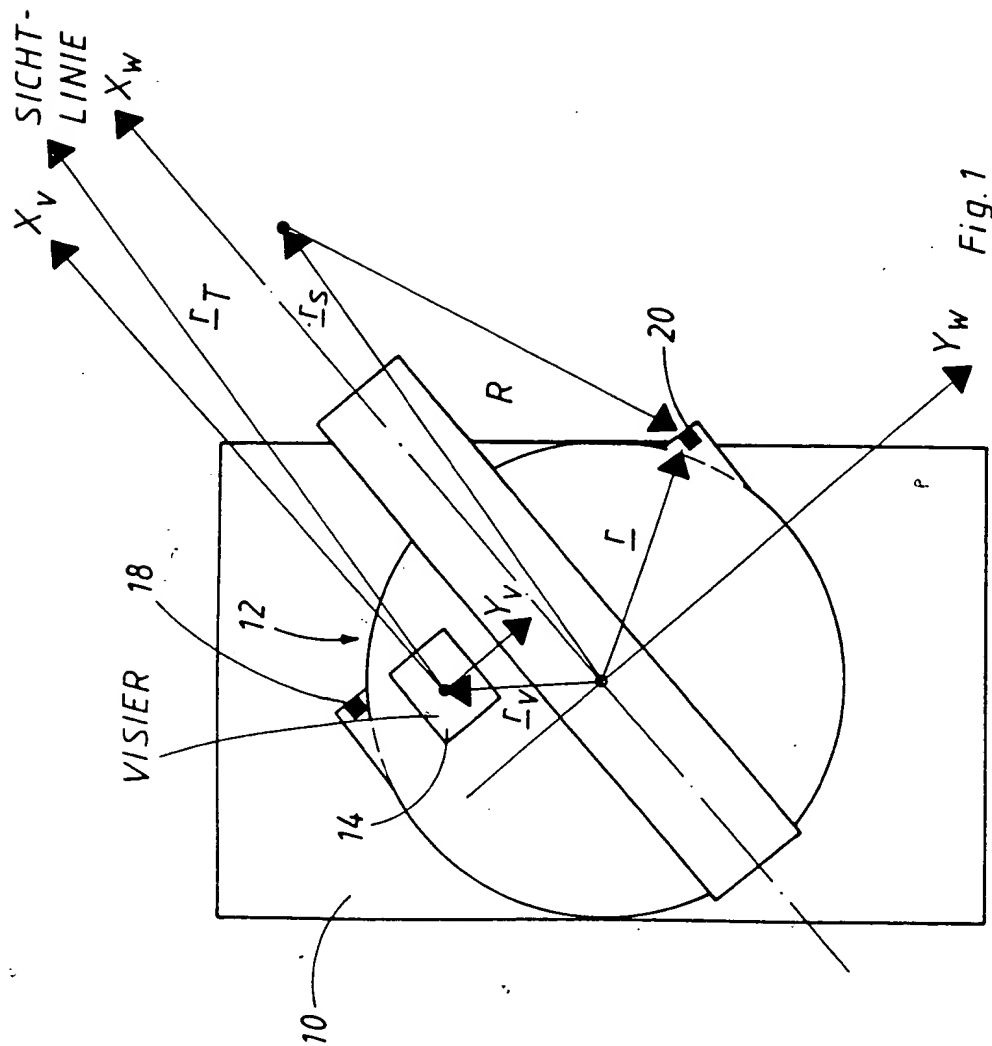


Fig. 1

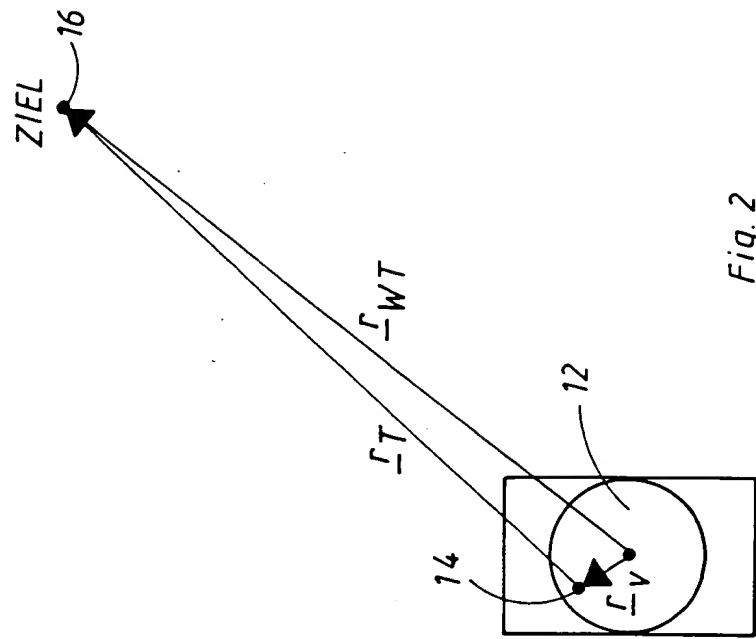


Fig. 2

*

**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning
Operations and is not part of the Official Record**

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

☒ **BLACK BORDERS**

☐ **IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES**

☐ **FADED TEXT OR DRAWING**

☐ **BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING**

☐ **SKEWED/SLANTED IMAGES**

☐ **COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS**

☐ **GRAY SCALE DOCUMENTS**

☐ **LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT**

☐ **REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY**

☐ **OTHER: _____**

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.